

**РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ МАКЕТА
МЕЖСПУТНИКОВОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА
ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ГРАВИТАЦИОННО-ВОЛНОВОЙ
АНТЕННЫ “SOIGA”**

C.С. Донченко, Е.А. Лавров, Д.А. Соколов

ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл., Россия,

donchenko_ss@vniiiftri.ru,

lavrov@vniiiftri.ru,

sokolov@vniiiftri.ru

Аннотация. В работе представлены результаты разработки межспутникового интерферометра для проекта космической гравитационно-волновой антенны “SOIGA” на орбитах ГЛОНАСС для регистрации гравитационных волн в диапазоне от 0,01 до 1 Гц. Описаны основные узлы интерферометра и принципы их построения. Приведены результаты экспериментальных исследований по определению точностных характеристик макета.

Ключевые слова: межспутниковый лазерный интерферометр, гравитационные волны.

**RESULTS OF THE DEVELOPMENT OF THE INTER-
SATELLITE INTERFEROMETER SETUP FOR “THE SOIGA”
SPACE GRAVITATIONAL-WAVE ANTENNA**

S.S. Donchenko, E.A. Lavrov, D.A. Sokolov

FSUE “VNIIIFTRI”, Mendeleev, Moscow region, Russia,

donchenko_ss@vniiiftri.ru,

lavrov@vniiiftri.ru,

sokolov@vniiiftri.ru

Abstract. This paper presents the results of the development of an intersatellite interferometer for “The SOIGA” space gravity-wave antenna project on GLONASS orbits to register gravity waves in the frequency range of 0,01 to 1 Hz. The main units of the interferometer and principles of their construction are described. The results of experimental studies to determine the accuracy characteristics of the setup are presented.

Keywords: intersatellite laser interferometer, gravitational waves.

Введение

Гравитационные волны (ГВ), предсказанные общей теорией относительности, были впервые зарегистрированы 14 сентября 2015 года двумя детекторами лазерно-интерферометрической обсерватории LIGO [1]. За последующие 8 лет было получено более 100 подтверждённых событий, были модернизированы детекторы LIGO и VIRGO, что позволило поднять чувствительность на 2 порядка и существенно увеличить дальность работы гравитационных обсерваторий и лучше понять процессы, происходящие при коллапсе бинарных систем чёрных дыр.

Однако, помимо чувствительности детектора, также большую роль играет его частотный диапазон. Так, наземные детекторы из-за ограничений в длине плеч регистрируют ГВ с частотой от десятков до тысячи Гц. Для регистрации ГВ с частотой менее 1 Гц в настоящее время активно развиваются проекты гравитационно-волновых антенн (LISA, TIANQIN, DECIGO и др.) [2–5]. Принцип работы в этих миссиях основан на измерении относительного положения космических аппаратов (КА) и пробных масс, размещённых внутри них.

Проект детектора гравитационных волн “SOIGA”

Впервые идея размещения космической ГВА на геоцентрической орбите ГЛОНАСС Земли была предложена в работе [6] под названием “SOIGA” (Space Optical Interferometric Gravitation Antenna).

В работе [5] рассматриваются два варианта орбитальной конфигурации ГВА “SOIGA”:

- 1) ортогональный (рис. 1а): плечи ортогональны друг другу, обеспечивая максимальную чувствительность ГВА. Длина плеч составляет около 36 тыс. км. Третья лазерная линия связи невозможна, поскольку она пересекает Землю.
- 2) треугольный (рис. 1б): космические аппараты антенны располагаются в вершинах равностороннего треугольника, вписанного в круговую орбиту, обеспечивая организацию третьей лазерной измерительной линии между КА антенны. Угол между плечами интерферометра составляет 60 градусов, длина базы составляет 43,3 тыс. км.

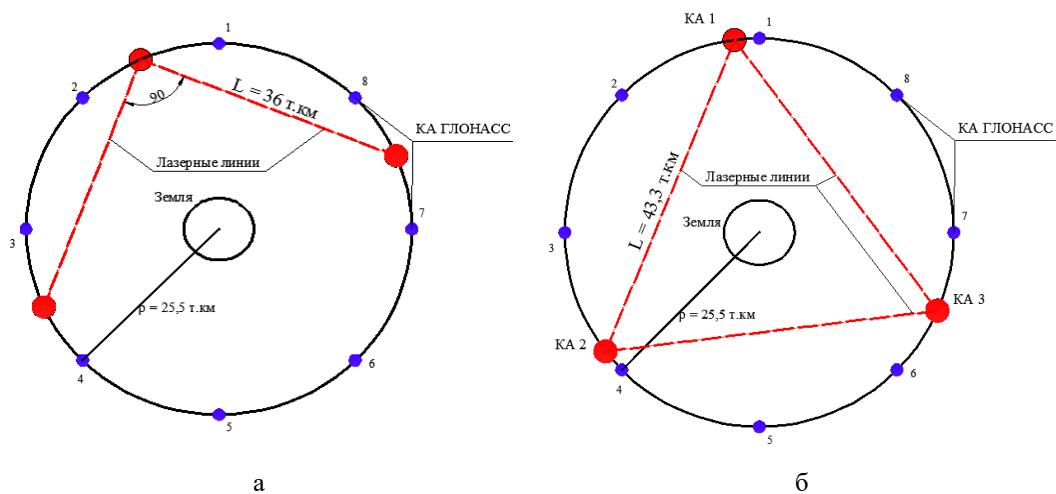


Рис. 1. Схемы размещения КА, предложенные в концепции “SOIGA”:
а — ортогональная; б — равносторонний треугольник

В работе [6] также рассмотрены следующие конфигурации КА:

- конфигурация «Квадрат» в плоскости одной орбиты (рис. 2а);
- конфигурация «Окtagон», представляющая из себя две конфигурации «Квадрат» в одной плоскости орбиты, повернутые по углу на 45° (рис. 2б);
- конфигурация «Квадрат-2», при которой на всех орбитальных плоскостях размещаются КА по конфигурации «Квадрат»;
- конфигурация «Квадрат-3», при которой на всех орбитальных плоскостях размещаются КА по конфигурации «Квадрат» (рис. 2в).

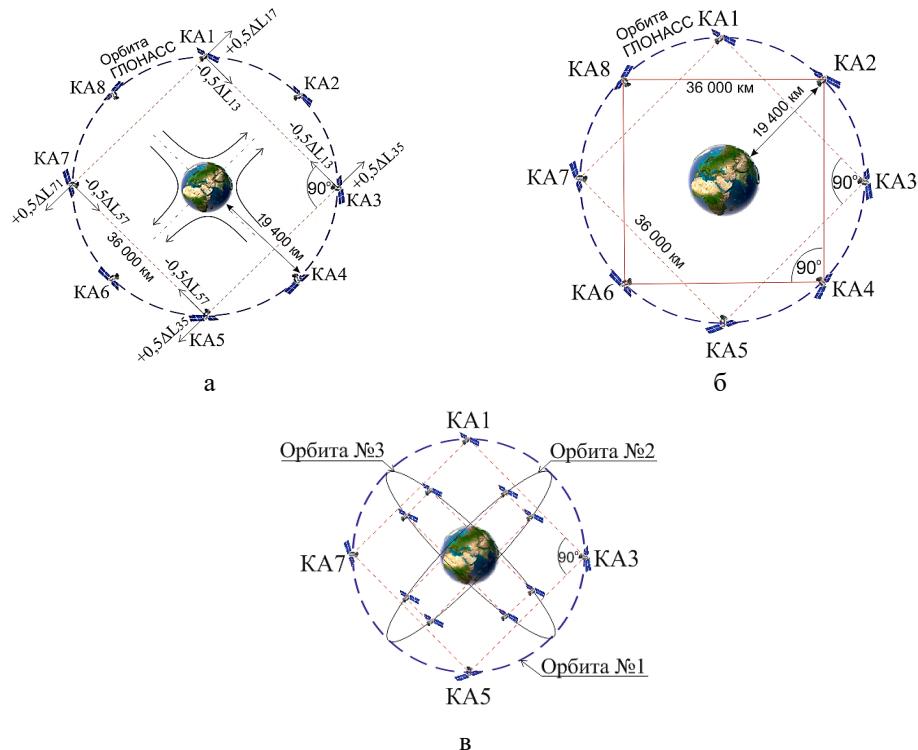


Рис. 2. Схемы размещения ГВА “SOIGA”:
а — «Квадрат»; б — «Окtagон»; в — «Квадрат-3»

Принципы построения интерферометрической системы “SOIGA”

Ключевым элементом гравитационной космической антенны является лазерный интерферометр, с помощью которого измеряется вариация расстояния между пробными массами, размещёнными на космических аппаратах. Интерферометр Майкельсона является наиболее подходящим для проекта “SOIGA-2”. Он позволяет добиться максимального отклика детектора вследствие своей геометрии. Работоспособность такого подхода подтверждена в наземных детекторах LIGO. Также техническая реализация в космосе интерферометра Майкельсона существенно проще интерферометров Фабри — Перо и Саньяка.

Использование схемы с пассивными отражателями затруднительно на дистанции более 20000 км, дифракционные потери отражённого излучения можно рассчитать по формуле: $d^8/(\lambda^4 L^4)$, где L — расстояние между спутниками аппаратами; d — апертура приёмопередающей оптической системы; λ — длина волны излучения.

В предлагаемом проекте “SOIGA” расстояние между космическими аппаратами составляет от 36 тыс. до 144 тыс. км, апертура оптической передающей и приёмной системы — 200 мм, длина волны — 535 нм. При использовании пассивных отражателей для указанных выше параметров оптической системы потери составят 110 дБ, что приведёт к низкому отношению «сигнал / шум» и требования по точности измерений межспутникового расстояния лучше 0,1 пм не будут выполнены.

Для решения этой проблемы в проекте “SOIGA” предлагается использовать транспондерный принцип, когда на каждом аппарате размещаются приёмник и ретранслятор лазерного излучения. Излучение распространяется во встречных направлениях между спутниками. Оно принимается и излучается через телескопические системы. Функциональная схема оптической межспутниковой измерительной системы КА “SOIGA” (рис. 3).

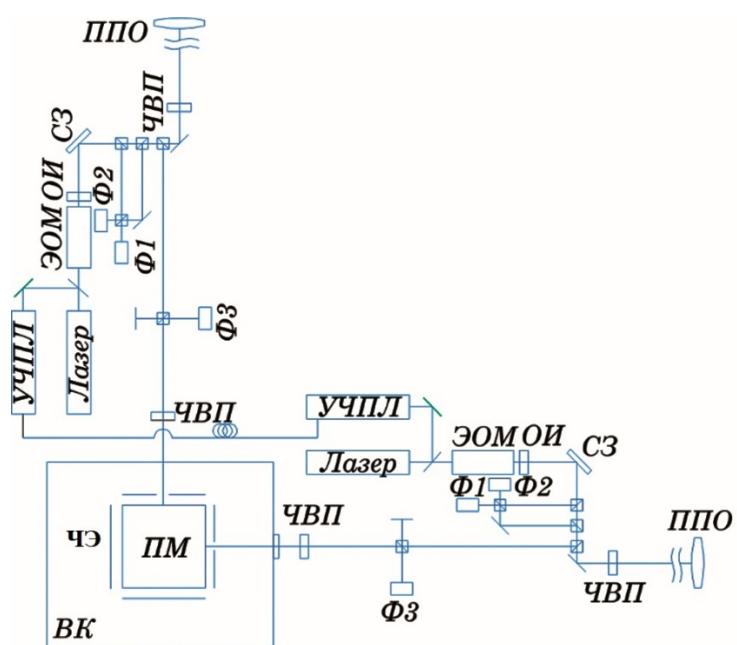


Рис. 3. Функциональная схема оптической межспутниковой измерительной системы КА “SOIGA-2”: УЧПЛ — устройство частотной привязки лазера; ЭОМОИ — электрооптический модулятор света; ОИ — оптический изолятор; СЗ — сканирующее зеркало; Ф1, Ф2, Ф3 — фотоприёмник; ЧВП — четвертьволновая пластинка; ПМ — пробная масса; ППО — приёмо-передающая оптическая система; ЧЭ — чувствительные электроды; ВК — вакуумная камера

Один из спутников считается ведущим, второй — ведомым, у ведомого бортовой источник лазерного излучения подстраивается по фазе относительно фазы принимаемого сигнала от ведущего по сигналу биений с фотодетектора, на который поступают сигналы ведомого и ведущего лазерных источников.

Схема работает следующим образом. Лазер формирует оптический сигнал, который подаётся на светофильтрующую пластинку, часть ответвляется на УЧПЛ, которое стабилизирует излучение по высокостабильному стандарту частоты и резонатору Фабри — Перо, кроме того, корректирует допплеровский сдвиг частоты.

Основная часть оптического сигнала подаётся на ЭОМ, который осуществляет фазовую подстройку. После ЭОМ оптическое излучение попадает на СЗ, которое управляет угловой ориентацией пучков. Далее оптическое излучение с помощью ППО (телескопа) передаётся на удалённый КА.

В качестве ППО предлагается использовать телескоп, работающий по схеме Шмидта — Кассегрена с диаметром 300 мм, изготовленный для минимизации тепловых шумов из ULE-стекла.

До телескопа установлены ответвители, которые часть мощности оптического излучения подают на фотоприёмники Ф1, Ф2. Приёмопередающая система также перенаправляет излучение, полученное с удалённого КА, на фотоприёмники Ф1 и Ф2. Таким образом, сигнал, подаваемый с этих фотодетекторов на фазометр, пропорционален изменению расстояния между комическими аппаратами.

На оптической скамье также располагается вакуумная камера с ПМ и ЧЭ, которая выполняет роль системы электростатического удержания. В вакуумной камере имеется оптически прозрачное окно, через которое подаётся излучение от локального лазера на пробную массу. Отражённый сигнал от пробной массы и опорный сигналы поступают на приёмник Ф3, сигнал с которого пропорционален изменению положения пробной массы внутри КА.

Наземный макет интерферометрической системы “SOIGA”

Для отработки технических решений по межспутниковому интерферометру был разработан наземный макет интерферометра, функциональная схема которого представлена на рис. 4.

Предложенная схема макета предназначена для проверки разрешающей способности гетеродинного интерферометра, оценки шумового спектра, оценки вклада основных составляющих интерферометра в шумовой бюджет. В данном макете для упрощения не используется транспондерная технология: лучи ведущего и ведомого лазеров формируются путём деления излучения f_0 от одного лазерного модуля с помощью обычного светофильтрующего кубика, далее в каждый из лазерных пучков вносится свой сдвиг по частоте с помощью АОМ1 и АОМ2 — f_1 и f_2 соответственно.

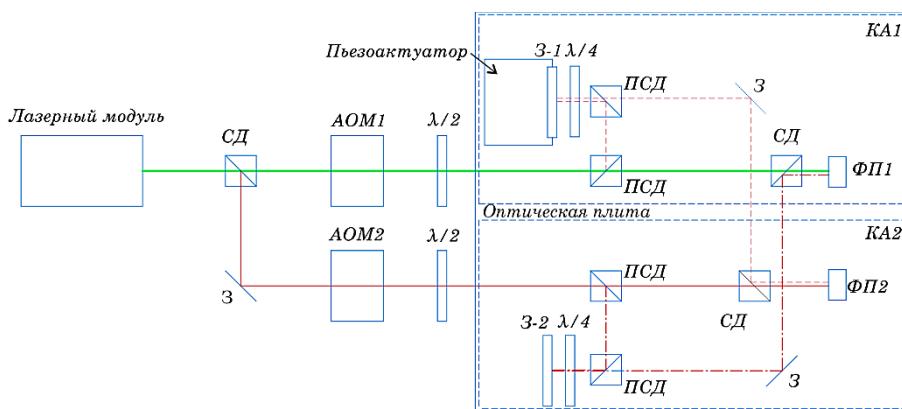


Рис. 4. Функциональная схема макета межспутникового интерферометра:
 СД — светоделитель; АОМ — акустооптический модулятор;
 $\lambda/2$ — полуволновая пластина; $\lambda/4$ — четвертьволновая пластина; З — зеркало;
 ПСД — поляризационный светоделитель; ФП — фотоприёмник

На оптической плате имитируются бортовые системы КА₁ и КА₂, считается, что излучение с частотой $f_0 + f_1$ формируется бортовым лазером первого аппарата, излучение с частотой $f_0 + f_2$ — бортовым лазером второго аппарата. С помощью обычных и поляризационных светоделителей часть излучения подаётся напрямую на ФП1 и ФП2 с фазой оптического излучения $\phi_{\text{оп}1}$ (рис. 4, зелёная сплошная линия) и $\phi_{\text{оп}2}$ (рис. 4, красная сплошная линия) соответственно. Пунктирной синей линией показан путь оптического излучения от первого лазера, попадающего на зеркало З-1, выполняющее роль грани пробной массы КА-1, далее отражённое излучение направляется на ФП2 с фазой $\phi_{\text{з-1}}$. Штрихпунктирной линией показан путь оптического излучения от первого лазера, попадающего на зеркало З-2, выполняющее роль грани пробной массы КА-2, далее отражённое излучение направляется на ФП1 с фазой $\phi_{\text{з-2}}$. Таким образом на ФП1 и ФП2 формируются разностные электрические сигнал с частотой $f_1 - f_2$ и фазами $\phi_{\text{оп}1} - \phi_{\text{з-2}}$ и $\phi_{\text{оп}2} - \phi_{\text{з-1}}$ соответственно. Внешний вид макета интерферометра показан на рис. 5.



Рис. 5. Внешний вид макета интерферометра

Сигналы с ФП1 и ФП2 подаются на цифровой осциллограф, который регистрирует сигнал биений. Вид сигнала показан на рис. 6. Далее с помощью метода Фурье измеряются фазы сигнала с фотоприёмников и вычисляется разность $\varphi_1 - \varphi_2$ для ФП1 и ФП2 соответственно. Приращение расстояния ΔL между зеркалами 3-1 и 3-2 соответственно можно рассчитать из соотношения:

$$\Delta L = \frac{(\varphi_1 - \varphi_2)\lambda}{4\pi},$$

где λ — длина волны оптического излучения.

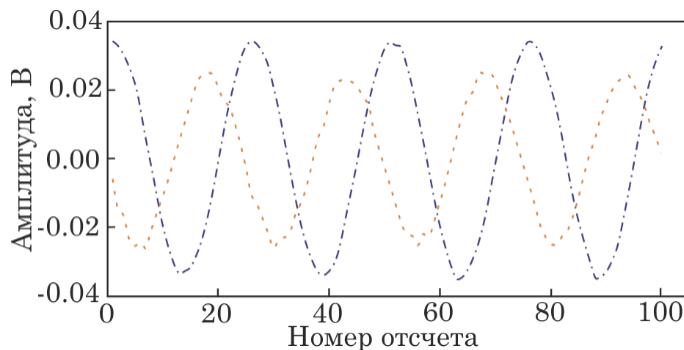


Рис. 6. Сигнал биений с ФП1 и ФП2

На часовом интервале виден дрейф измерений на 14 нм вследствие температурных флуктуаций в лаборатории, шумовая дорожка при этом составляет ≈ 1 нм (рис. 7).

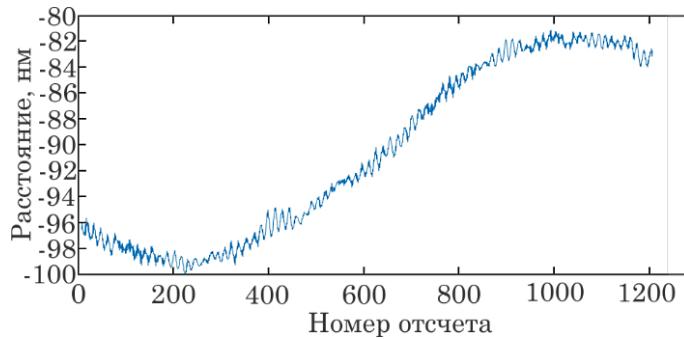


Рис. 7. Результат измерений на интервале измерений 1 час

Для проверки разрешающей способности макета интерферометра использовался пьезоактуатор, на котором размещается зеркало 3-1. На пьезоактуаторе устанавливается режим сканирования, при котором с заданной периодичностью зеркало перемещается на указанное расстояние с дискретностью перемещения 1 нм. Результаты сканирования с шагом 5 и 100 нм приведены на рис. 8.

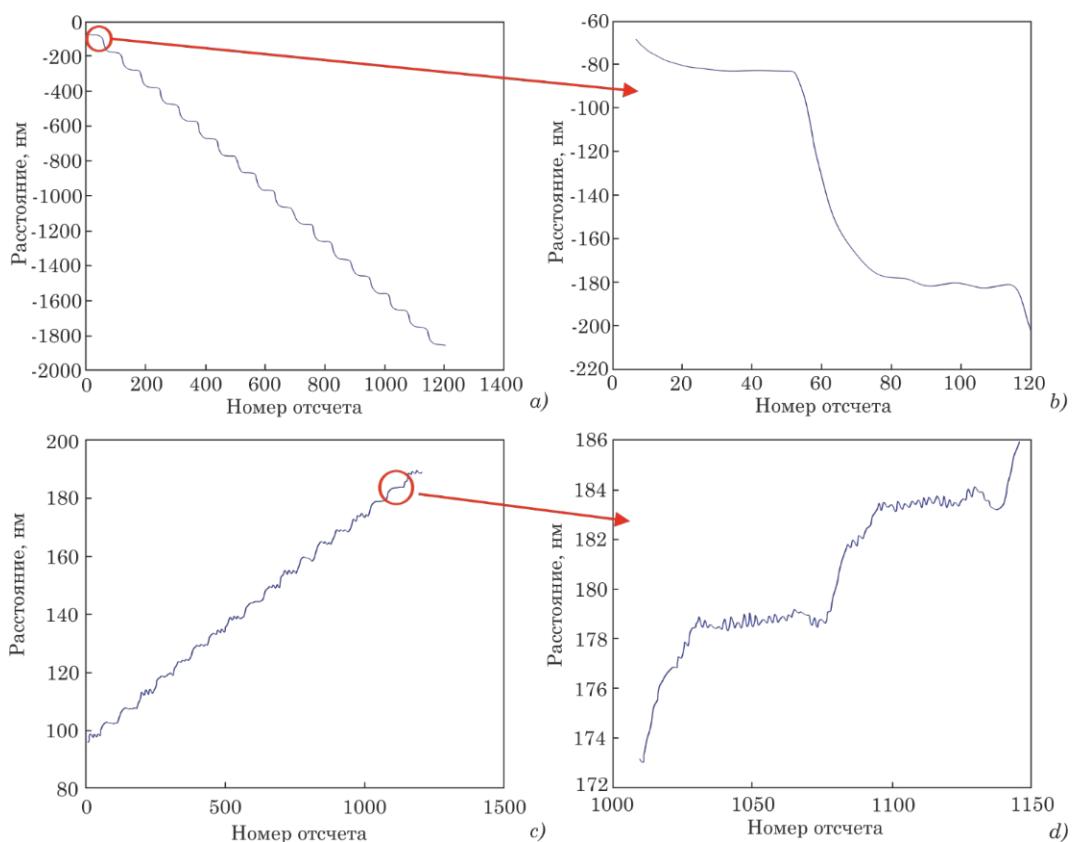


Рис. 8. Результаты определения чувствительности измерения приращений

Было показано, что измеренное с помощью макета интерферометра перемещение зеркала 3-1 относительно 3-2 с шагом в 5 и 100 нм соответствует данным энкодера пьезоактуатора со средней разницей в 0,5 нм и СКО измерений 0,17 нм.

На погрешность измерения положения пробных масс также влияет соосность оптических осей приёмо-передающих телескопов. Для контроля их соосности предлагается использовать интерференционный волновой датчик, принцип действия которого показан на рис. 9. Для этого каждый из ФП1 и ФП2 можно заменить на 4-площадочный датчик.

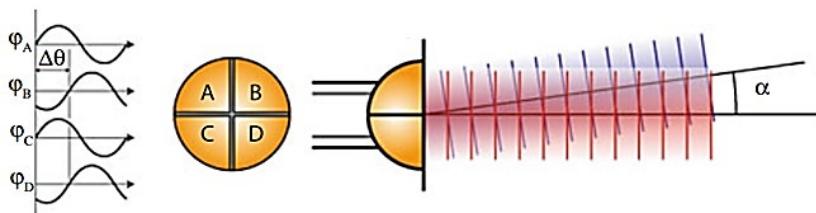


Рис. 9. Принцип измерения угла между двумя пучками интерферометра

Угловая ориентация КА поддерживается на уровне нескольких миллирадиан с помощью камер звёздного неба и данных об орбитах. Однако для функционирования лазерного интерферометра необходима точность наведения не хуже 100 мкрад, которая достигается системой активного наведения. Система наведения состоит из дифференциального углового датчика и двигателей с тягой в несколько мкН. Принцип работы активного наведения представлен на рис. 10. На рис. 10а показано состояние КА, когда пучки соосны. На рис. 10б дифференциальный волновой датчик света измеряет угол между опорным и принятым от удалённого КА пучками и подаёт управляемую команду на двигатели. После коррекции углового расхождения двигатели выключаются (рис. 10в).

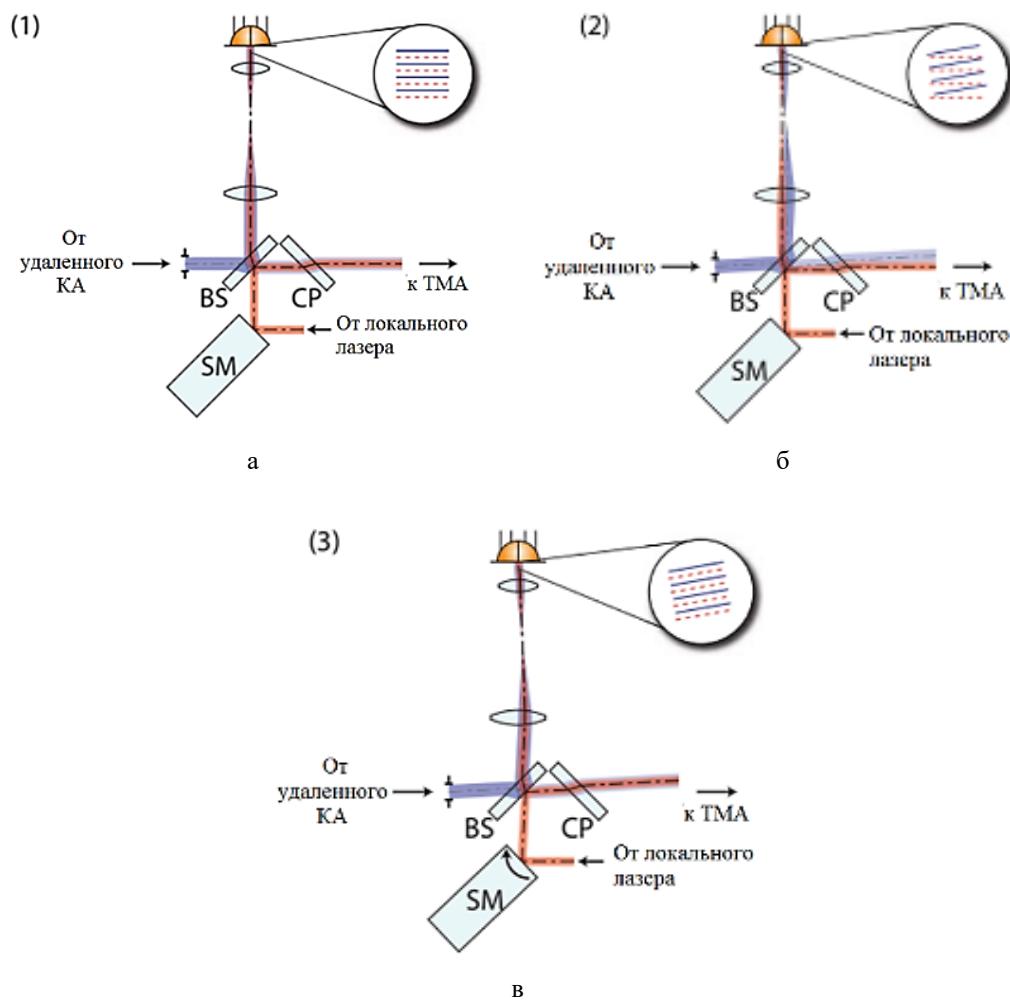


Рис. 10. Принцип действия системы активного наведения КА

Внешний вид макета углового дифференциального датчика показан на рис. 11.

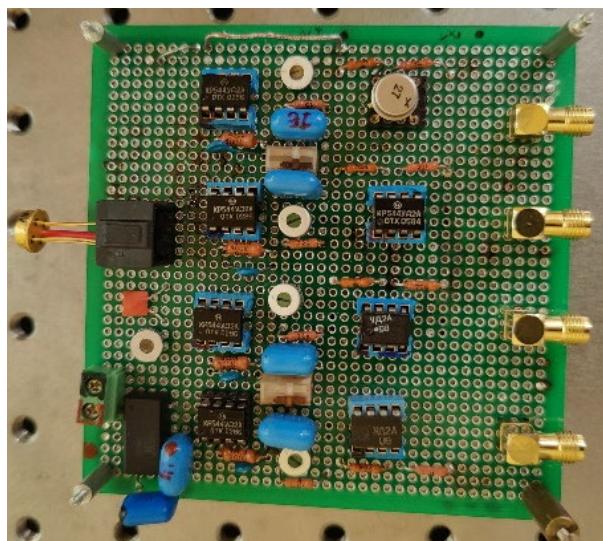


Рис. 11. Внешний вид дифференциального углового датчика

Для проверки чувствительности углового дифференциального датчика использовался угловой пьезопозиционер. Результаты сканирования с шагом наклона в 0,1 угловую секунду показаны на рис. 12.

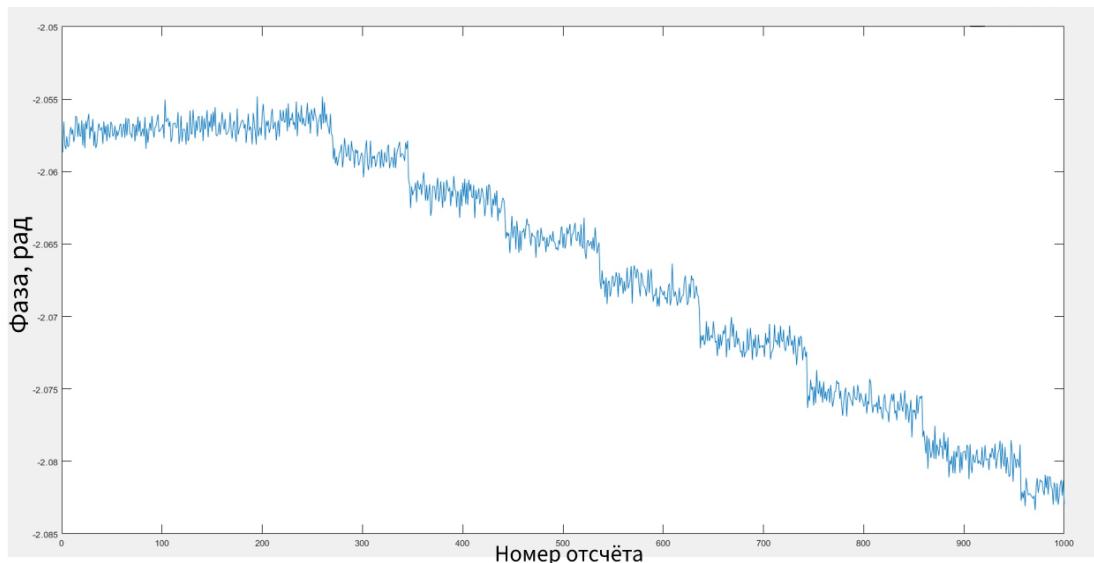


Рис. 12. Результаты определения чувствительности измерения углового перемещения.
Шаг ступеньки на графике соответствует 0,1”

Заключение

В работе представлен проект отечественной гравитационно-волновой антенны “SOIGA”, описаны принципы построения её интерферометрической измерительной системы и приведены результаты её макетирования.

Показана точность измерений приращений расстояния между зеркалами на уровне $\pm 0,5$ нм с СКО 0,17 нм. Чувствительность системы измерения угла между осями оптических систем КА и совмещения оптических осей составила меньше $0,03''$.

Для достижения разрешения линейных приращений лучше 10 пм и угловых лучше $0,01''$ в дальнейшем предлагается поместить макет в вакуум и термостатировать до уровня не хуже 1 мК.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-11022/21.

Список литературы

1. Abbott B. P. (LIGO Scientific Collaboration and Virgo Collaboration) et al. Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger (англ.) // Physical Review Letters: journal. — 2016. — V. 116. — No. 6. — P. 061102.
2. Hammesfahr A. LISA mission study overview // Class. Quant. Grav. — 2001. — 18. — P. 4045–4051.
3. Conklin J.W. et al. LAGRANGE: LAser GRavitational-wave ANtenna at GEolunar L3, L4, L5. — 2011. — URL: <https://arxiv.org/abs/1111.5264>.
4. Kawamura S. et al. Class. The Japanese space gravitational wave antenna — DECIGO // Quantum Grav. — 2006. — 23. — S125.
5. Пустовойт В.И., Донченко С.И., Денисенко О.В., Фатеев В.Ф. Концепция создания космической лазерной гравитационной антенны на геоцентрической орбите ГЛОНАСС “SOIGA” // Альманах современной метрологии. — № 1 (21). — 2020. — С. 27–49.
6. Донченко С.С., Фатеев В.Ф., Давлатов Р.А., Харламов П.Г., Карапаш Е.А., Гостев Ю.В., Соколов Д.А., Лавров Е.А. Особенности высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе спутников, движущихся по орбитам ГЛОНАСС // Альманах современной метрологии. — 2020. — № 3 (23). — С. 53–96.

Статья поступила в редакцию: 02.11.2022 г.

Статья прошла рецензирование: 24.10.2022 г.

Статья принята в работу: 07.11.2022 г.